

航空发动机内外涵分流环多工况优化设计

陈德铭,马海腾,吴亚东*

上海交通大学机械与动力工程学院,上海 200240

摘要:为提高航空发动机内、外涵分流环在多工况条件下的环境适应能力,基于 Isight 优化设计平台,对某缩比双涵风扇-增压级试验件的分流环模型进行气动优化设计研究。采用贝塞尔曲线参数化方法,设置多工况条件对分流环模型进行气动计算,通过拉丁超立方采样生成样本点,进行试验设计(design of experiment, DoE)分析,筛选关键变量;基于自适应模拟退火算法对关键变量自动寻优,获得综合流动损失最小的分流环优化模型,分析 3 种分流环型线的内外涵道在设计工况下的静压和气流速度分布。仿真结果表明:控制分流环上壁面厚度的 3 个设计变量对优化结果起主导作用,优化曲线呈现下凹的扁平化趋势,曲线前缘与后端曲率增大,分流环攻角减小,能够有效抑制气流分离、减小流动损失。通过贝塞尔曲线参数化与多工况优化设计,可显著改善分流环的气动性能,提高其在多工况下的适应能力。

关键词:分流环;贝塞尔曲线;多工况条件;DoE;气动优化

中图分类号: V233

文献标志码: A

文章编号: 1673-6397(2026)01-0001-10

引用格式: 陈德铭,马海腾,吴亚东. 航空发动机内外涵分流环多工况优化设计[J]. 内燃机与动力装置, 2026, 43(1): 1-10.

CHEN Deming, MA Haiteng, WU Yadong. Multiple operating conditions optimization design of the inner and outer bypass splitter ring for an aero-engine [J]. Internal Combustion Engine & Powerplant, 2026, 43(1): 1-10.

0 引言

为满足现代航空飞行器在复杂多样的飞行条件下高效可靠运行的需求,当前航空发动机技术正朝着宽速域和宽空域的方向发展^[1-2]。为满足航空发动机在气动性能、结构紧凑性以及轻量化日益提高的要求,亟需开发具备更强适应性的分流环结构与之匹配^[3]。分流环是涡扇发动机中的关键结构件,其端部形状与翼型前缘相似,而下表面为压气机内涵道或中介机匣过渡段的外壁面,上表面为外涵道的内壁面,分流环的主要功能是实现风扇出口气流的精准分流与约束,直接影响发动机的气动性能、效率及稳定性。

早在 1982 年,一项针对分流环结构参数的研究指出,以分流环的轴向长度为设计变量时,长分流环比短分流环对周向温度畸变更敏感^[4]。Haderlie 等^[5]以分流环长度和前缘参数化可变系数为设计变量,进行了分流环多目标优化设计。刘波等^[6-8]、郑舒桐^[9]将沿中弧线连续奇点分布方案引入了分流环周围势流场的求解,发现钝头形状分流环能够有效改善流场结构,而总流量与分流比的变化主要影响内涵压气机性能。赵永辉等^[10-11]对带有风扇、叶片结构的内外涵道流场进行了三维仿真联合数值计算,并针对分流环部分单独绘制高质量网格,对发动机的气动性能进行了评估。邓小明等^[12-13]采用多种参数化方

收稿日期: 2025-10-25

基金项目: 国家科技重大专项项目(2019-II-0004-0024)

第一作者简介: 陈德铭(2001—),男,江西新余人,硕士研究生,主要研究方向为压气机分流环优化,E-mail: cdm150947@sjtu.edu.cn。

* **通信作者简介:** 吴亚东(1980—),男,湖北黄冈人,工学博士,研究员,博士生导师,主要研究方向为叶轮机械非定常流动、航空发动机试验测试、气动噪声降噪及优化,E-mail: yadongwu@sjtu.edu.cn。

法对分流环及内外涵道进行了初始设计,并分别基于圆弧参数化方法提出了多目标直接优化设计策略,基于类别形状转换方法提出了分流环多目标组合优化策略。李翔等^[14]研究了分流环尾缘下偏角对外涵性能的影响,发现上凸型的分流环尾缘下偏结构具有良好的迎风特性以及极低的突扩损失,从而降低外涵道的总体损失。黄旭^[15]采用 Bezier 曲线进行分流环前缘型线拟合,分析了前缘滞止效应对流场的影响。马灵茜^[16]建立了一种基于分流比变化的分流段构型设计方法,并针对分流旁路型面的各种几何参数分别开展研究,探索各变量对气动性能的影响规律。郑覃等^[17-18]重点研究了内外涵的匹配影响机理,分别针对内涵与外涵的变工况条件对风扇以及分流环附近的流场结构变化进行了分析。张朝勃等^[19]基于自行设计的双扇叶型变几何分流环,针对双变循环发动机 3 种模式的典型工况,通过改变分流环前缘和下壁面构型,探索了不同型线对于分流段涵道气动性能的影响。

通过以上研究发现,针对分流环及周边结构的优化研究虽然已经形成了一些较系统的设计方法,但是这些优化方法仍然存在着一些局限性,比如与实际发动机运行工况结合不足,优化体系与验证体系未能构建紧密的关联,对于优化趋势和流动机理的探索不够深入等。为了解决这些问题,本文中基于贝塞尔曲线的参数化方法,综合考虑飞机运行过程中的设计工况和非设计工况,开展分流环的组合优化设计。通过搭建自动化集成优化设计平台,探究不同工况下主要设计参数对分流环流场情况的影响,并结合分流环内部流动机理,形成分流环综合优化方法,为航空发动机分流环的优化设计提供参考。

1 分流环优化设计方法

1.1 分流环模型

本文中分流环及其内外涵道模型取自某缩比风扇-增压级试验件,该试验件主要用于研究分流环的性能,其主要设计参数如表 1 所示。在研究过程中,考虑采用进口气流分布均匀、速度恒定的来流条件,当风扇与分流环的距离足够大时,可以很大程度上消除风扇出口气流畸变的影响;同时,忽略支板以及叶片等结构,将模型简化后提取的分流环二维模型如图 1 所示,图中 x, y 分别为二维平面曲线的横向与纵向分布。

表 1 压气机设计参数

进口质量流量/($\text{kg}\cdot\text{s}^{-1}$)	进口马赫数	涵道比	出口总压恢复系数
24.1	约为 0.5	1.34	≥ 0.99

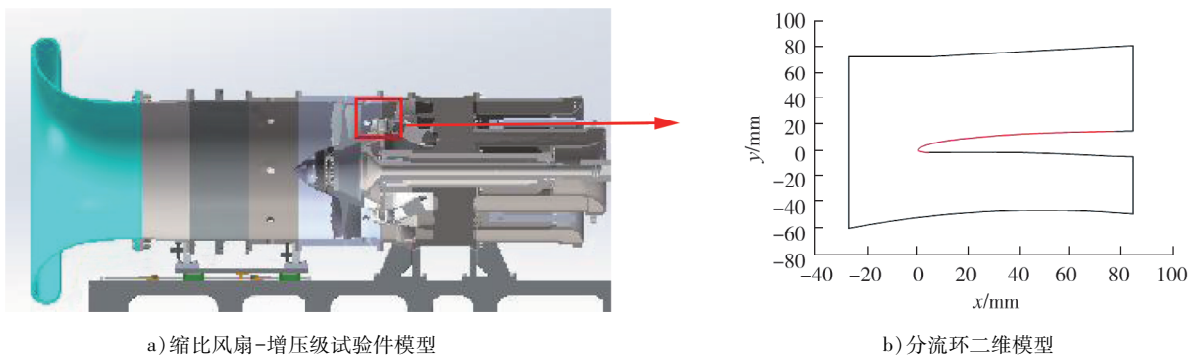


图 1 缩比风扇-增压级试验件和分流环几何模型

1.2 参数化方法

分流环几何结构的参数化转换是优化设计的前提,经综合考量,本文中采用贝塞尔曲线拟合的方法进行建模。贝塞尔曲线是由多个控制点按特定比例连接而成的曲线,通过调整控制可灵活改变形态,具有较高的精度和流畅性,因此广泛应用于各类自由曲线构型。

贝塞尔曲线的数学定义为:

$$A(t) = \sum_{i=0}^n P_i f_{i,n}(t), \tag{1}$$

式中: $A(t)$ 为曲线上参数 t 对应的点, t 为参数变量, $0 \leq t \leq 1$; n 为贝塞尔曲线的阶数; P_i 为第 i 个控制点的坐标, $i=0,1,2,\dots,n$, n 阶贝塞尔曲线对应 $n+1$ 个控制点; $f_{i,n}(t)$ 为伯恩斯坦多项式, $f_{i,n}(t) = \frac{n!}{i!(n-i)!} \cdot t^i(1-t)^{(n-i)}$ 。

将贝塞尔曲线的数学表达式对 t 进行求导可得:

$$A'(t) = \sum_{i=0}^{n-1} n(P_{i+1} - P_i) f_{i,n-1}(t). \tag{2}$$

当 $t=0$ 和 $t=1$ 时,

$$A'(t) = \begin{cases} n(P_1 - P_0), & t = 0 \\ n(P_n - P_{n-1}), & t = 1 \end{cases}. \tag{3}$$

由式(3)可得贝塞尔曲线具有的一个重要性质:曲线在端点 $t=0$ 处和直线 P_1P_0 相切,在端点 $t=1$ 处和直线 P_nP_{n-1} 相切。

对分流环几何结构进行贝塞尔曲线拟合。将分流环结构按上下两侧划分为2条贝塞尔曲线 S_1 、 S_2 ,每条曲线采用5个控制点拟合,按逆时针方向选择9个控制点 $P_1 \sim P_9$,2条曲线在交界点共用控制点 P_5 ,分流环端部几何曲线拟合示意图如图2所示。为了保证分流环曲线与原试验件模型连接时的几何连续和切线连续,需约束控制点位置:首先,固定首尾控制点 P_1 、 P_9 以及2条曲线的交界点 P_5 的坐标不变,以保持整体几何结构的连续性;其次,为了保证分流环部分与内外涵道的光滑连接,参考由式(3)得出的结论,控制点 P_2 、 P_8 应位于两端点处的切线上,同理可知,控制点 P_4 、 P_6 也应位于交界点 P_5 处的切线上,才能保证两段贝塞尔曲线的光滑连接。当控制点在切线上分布时,横纵坐标只需要采用1个比例参数就可同时控制,所以除去3个固定的控制点,其中4个控制点由单比例参数控制,2个控制点由横纵坐标双参数控制,可提取出 $h_1 \sim h_8$ 共8个参数作为优化变量输入。

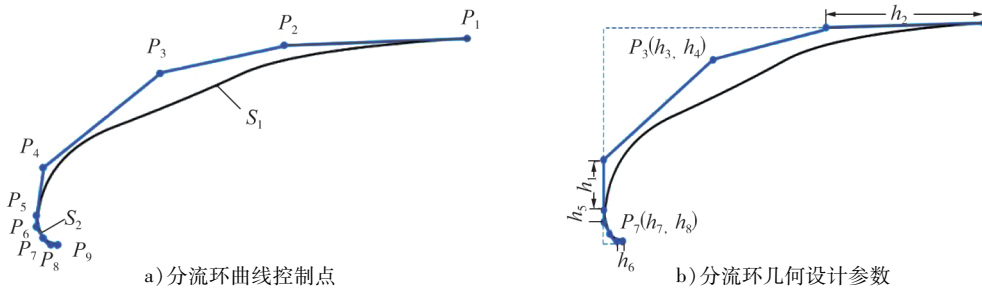


图2 分流环端部几何曲线拟合示意图

分流环参数化拟合结果如图3所示。由图3可知:拟合的贝塞尔曲线与原始曲线型线高度吻合。经过准确性验证得到的贝塞尔曲线与原始曲线的相对误差分布如图4所示。由图4可知:曲线拟合的最大相对误差小于0.15%,可以认为该参数化方法的拟合精度能够满足研究要求。

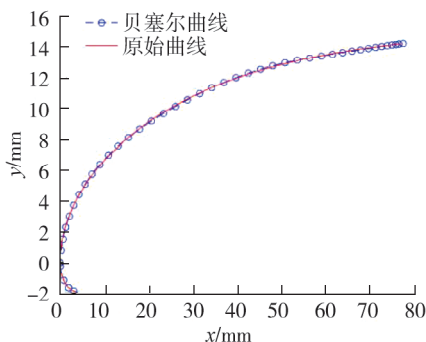


图3 拟合曲线与原始曲线比较

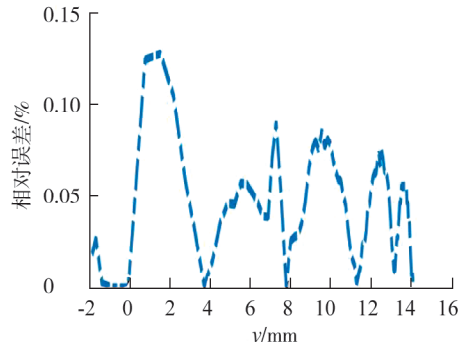


图4 拟合曲线相对误差分布

1.3 优化设计过程

本次优化设计旨在通过调整分流环的几何型线,以降低流动损失、改善流场结构,为此,选取总压损失系数作为关键评估指标。综合考虑多种工况下内外涵道总压损失分布,通过设置权重因数构建多工况综合优化目标函数,获得多工况下综合流动损失最小的几何构型。

总压损失系数

$$\omega = \frac{p_{in}^* - p_{out}^*}{p_{in}^* - p_{in}}, \quad (4)$$

式中: p_{in}^* 为进口总压, p_{in} 为进口静压, p_{out}^* 为出口总压。

考虑内外涵道时的总压损失系数

$$\omega' = 0.5 \frac{p_{in}^* - p_{out1}^*}{p_{in}^* - p_{in}} + 0.5 \frac{p_{in}^* - p_{out2}^*}{p_{in}^* - p_{in}}, \quad (5)$$

式中: p_{out1}^* 为内涵道出口压力, p_{out2}^* 为外涵道出口压力。

多个工况下的最优总压损失系数

$$\omega_L = \sum \sigma_i \omega'_i, \quad (6)$$

式中: σ_i 为不同工况的权重占比, ω'_i 为不同工况的总压损失系数。

对参数化过程中的几何条件进行约束的同时,为了避免优化过程中分流环形状剧烈变化,对提取的8个初始变量进一步添加约束限制:

$$t_j - 0.3t_j \leq t_j \leq t_j + 0.3t_j, \quad (7)$$

式中: j 为初始变量的编号, $j=1, 2, \dots, 8$; t_j 为各个变量的初始值。

压气机转速为 5 000 r/min 时的内涵道特性曲线如图 5 所示。选取转速为 5 000 r/min 时的 2 个工况点: 一个为设计工况点(飞机处于巡航状态), 气体质量流量为 10.3 kg/s, 另一个为非设计工况点(飞机处于其他飞行状态, 如起飞、降落等), 气体的质量流量为 9.2 kg/s。经计算非设计工况下的喘振裕度为 22.4%, 满足安全余量要求。

以飞机完整完成一次飞行作业的过程为例, 考虑将不同阶段的飞行时间占比作为依据赋值权重占比: 巡航状态时间为 120 min, 其他状态时间合计 60 min, 故得到设计工况与非设计工况在优化目标函数中的权重比 $\sigma_1 : \sigma_2 = 2 : 1$ 。优化算法采用自适应模拟退火算法(adaptive simulated annealing, ASA), 该算法适合处理实数型、离散型设计变量, 能够有效探索全局优化解, 且通常具有较好的收敛性^[20], 基本满足本次优化需求。

1.4 优化平台搭建

为了实现优化过程的自动化运行, 基于 Isight 软件搭建分流环优化设计平台。将优化过程分解为 4 个模块: 几何参数化模块、计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)计算模块、数值评估模块、优化算法模块。可通过 bat 脚本调用 MATLAB、ICEM、Fluent 等软件获得目标函数值。Isight 软件内部能够直接从保存的文档中提取数据结果, 并结合其自带的寻优功能, 不断迭代输入的参数, 根据优化算法探索全局最优解。具体工作流程如图 6 所示。

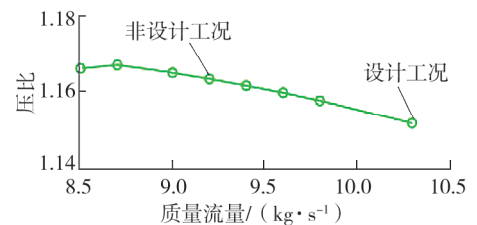


图5 压气机内涵道特性曲线图

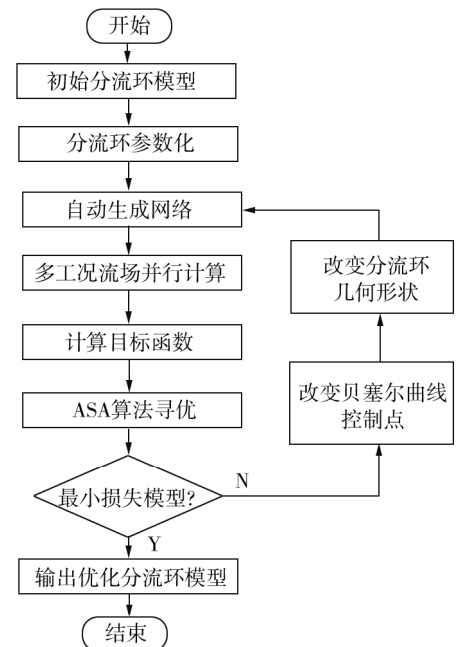


图6 优化流程图

2 分流环仿真

2.1 数值分析方法

采用 ICEM CFD 软件对分流环模型进行网格划分,由于分流环线结构特殊,气流通过时流场结构较为复杂,为在确保网格质量的同时获得较准确的计算结果,选择 C 型结构化网格进行划分。对内涵道和外涵道的壁面均进行加密处理,设置第一层网格高度为 0.1 mm,网格增长率为 1.2。经计算,评估壁面附近网格相对于黏性底层位置的参数 $y^+ < 1$,符合要求。具体网格划分情况如图 7 所示。

CFD 计算采用 Fluent 软件求解定常雷诺平均 N-S 方程,湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型,进出口边界条件设置为:进口采用压力进口边界条件,进口总压为 101.325 kPa,进口总温为 288 K;内涵出口设置为流量出口边界条件,设计工况和非设计工况下的质量流量分别设置为 10.3、9.2 kg/s;外涵出口设置为压力出口边界条件,静压为 101.500 kPa;收敛残差设置为 10^{-5} 。

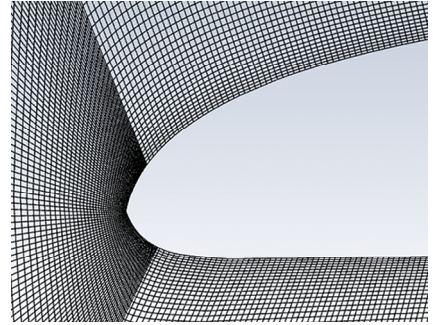


图 7 分流环端部网格图

2.2 网格无关性验证

寻优过程需要经过多次变量迭代以获得全局最优解,因此应控制网格数,避免计算过程过长。为确定合适的网格数,对模型进行不同程度的网格加密,确保边界层第一层高度和增长率保持不变,同时保持湍流模型和边界条件不变,防止其他因素影响计算结果,在此条件下制定 3 套网格划分方案,网格数分别为 1.5 万、3.5 万、8.0 万。以优化目标内外涵总压损失系数作为精度评估指标得到的 3 种方案的模型计算结果如表 2 所示。由表 2 可知:方案 1、2 的内涵总压恢复系数仍存在一定的误差,方案 2、3 的计算结果则基本相同,可以认为方案 2 网格的精度已经满足计算要求,故选择方案 2 网格开展后续仿真计算。

表 2 不同网格数量模型计算结果

方案	网格数/万	内涵总压恢复系数/%	外涵总压恢复系数/%
1	1.5	99.429 7	99.776 0
2	3.5	99.554 8	99.710 7
3	8.0	99.558 5	99.702 9

3 优化结果与分析

3.1 试验设计分析

经过参数化转换处理提取 8 个设计变量。由于设计变量较多,全局寻优需要通过大量样本才能实现,计算成本与时间成本急剧增加,经过试验设计 (design of experiment, DoE) 分析处理,提取最关键的设计变量进行研究^[21]。采用最优拉丁超立方采样方法,在设计空间内选择 50 个具有代表性的样本点进行 DoE 分析,得到的 Pareto 图如图 8 所示。

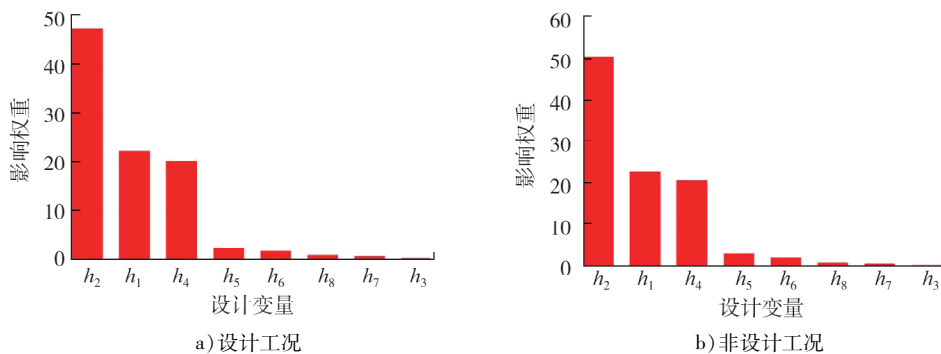


图 8 设计变量对不同工况目标函数的 Pareto 图

由图8可知:无论是在设计工况还是非设计工况,各设计变量对目标函数的影响权重基本一致,主要影响目标函数的设计变量均为 h_1 、 h_2 、 h_4 ,其余变量的影响程度均在5%以内,其影响可以忽略。因此优化过程将重点关注3个主要变量进行研究分析。

提取 h_1 、 h_2 、 h_4 3个主要变量,研究其对目标函数的影响趋势。考虑到加工制造方面的限制,设置主要设计变量的取值范围如表3所示。对各变量进行归一化处理,将各变量的取值映射到 $[-1, 1]$,得到的主效应图如图9所示。由图9可知:3个主要变量均呈现开口向下的抛物线型趋势,随着初始设计值减小,总压恢复系数明显提高。

表3 主要设计变量取值范围

变量	h_1	h_2	h_4
取值	[0.20, 0.55]	[0.20, 0.55]	[5.5, 12.0]

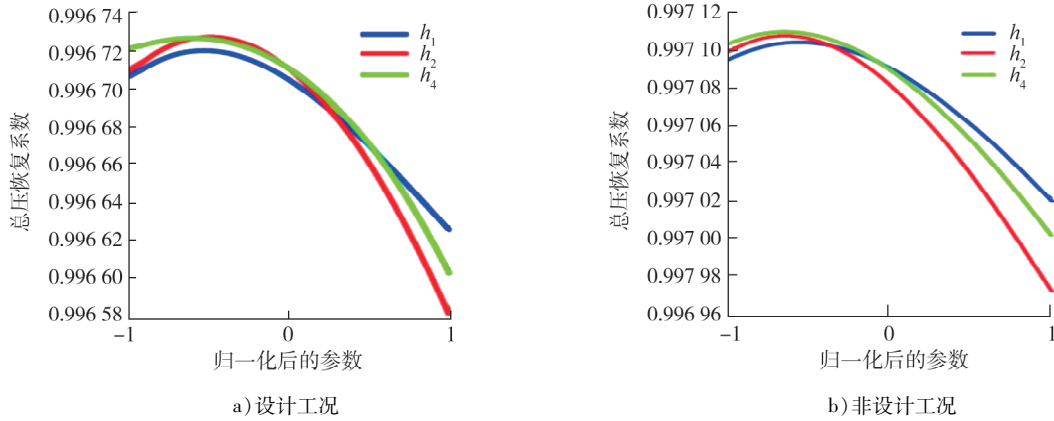


图9 设计变量对不同工况目标函数的主效应图

3.2 结果对比

通过ASA算法对3个主要变量搜寻全局最优解,迭代计算后获得的结果均分布在低取值一侧边界附近。为更加明显地对比设计变量取值的影响,在原始曲线和优化曲线的基础上增加一条高取值变量形成的对比曲线,3种类型曲线设计变量参数如表4所示。

3类曲线的几何型线在二维坐标中的对比情况如图10所示。由图10可知:随着参数减小,分流环上侧曲线向内收缩,呈扁平状,前缘和尾部的曲线曲率增大。

气流绕前缘壁面流动的法向压力梯度可以表示为:

$$\frac{dp}{dr} = \frac{\rho v_t^2}{r}, \quad (8)$$

式中: p 为静压, r 为壁面曲率半径, dp/dr 为法向压力梯度, ρ 为气流密度, v_t 为气流的切向速度。

当前缘的曲率增大时,法向压力梯度随之减小,气流在流经前缘时不容易发生分流,能够更快的恢复主流速度。经仿真计算得到的3类曲线总压恢复系数如表5所示。

分流环攻角对气流分配和发动机性能有重要影响,分流环攻角示意图如图11所示。由于采用轴向均匀进气条件,随着 h_1 、 h_2 、 h_4 减小,优化曲线不断呈现下凹趋势,前缘曲率越大,分流环的攻角由 34.2° 降低至 20.8° ,这使得径向范围内流向外涵道的气流更多。如果攻角过大,气流可能在分流环前缘发生分离,形成漩涡等非理想流场,影响发动机的气动性能和稳定性,优化曲线则有效抑制了这种现象的产生。

表4 主要设计变量参数

曲线类型	h_1	h_2	h_4
优化曲线	0.201	0.201	5.420
原始曲线	0.422	0.411	27.182
对比曲线	0.550	0.550	12.000

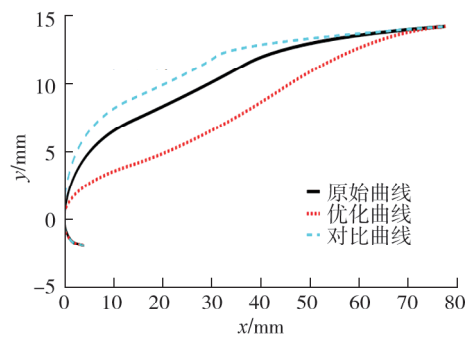


图10 分流环曲线型线对比图

表 5 3 类曲线不同工况下的总压恢复系数

曲线类型	设计工况下 总压恢复系数/%	非设计工况下 总压恢复系数/%
优化曲线	99.673 6	99.712 3
原始曲线	99.658 4	99.697 8
对比曲线	99.647 8	99.687 5

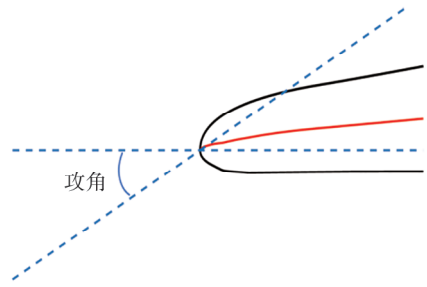


图 11 分流环攻角示意图

3.3 流场分析

设计和非设计工况下 3 种代表性分流环曲线方案构成的内外涵道的静压分布图如图 12、13 所示。由图 12 可知:设计工况下,由于分流环的滞止效应,气流在流经分流环前缘时产生明显的高压区,随着曲线不断优化,该区域面积减小;随后气流沿内外涵道壁面加速膨胀,形成低压损失区域,低压区面积也随着曲线优化而不断减小,且逐渐向出口一侧方向移动。由图 13 可知:与设计工况类似,非设计工况下经过优化后的高压滞止区面积明显减小,低压区几乎消失,静压损失得到了有效控制。

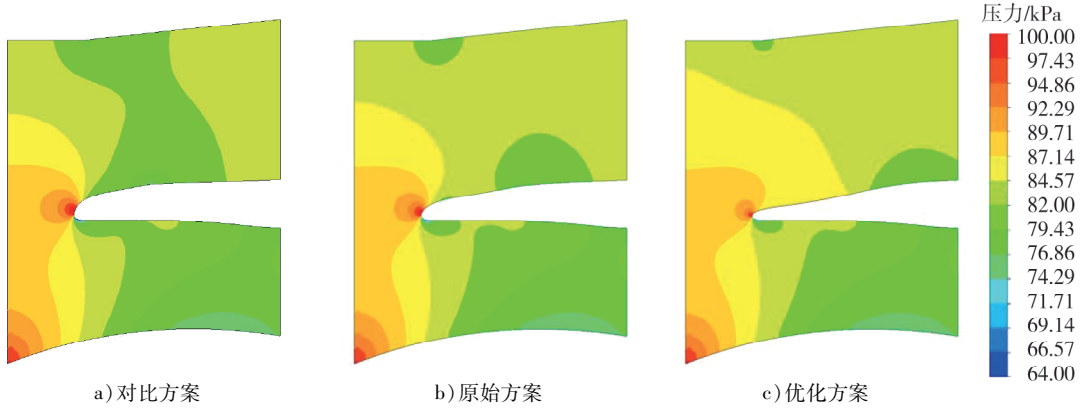


图 12 设计工况下各曲线方案静压分布图

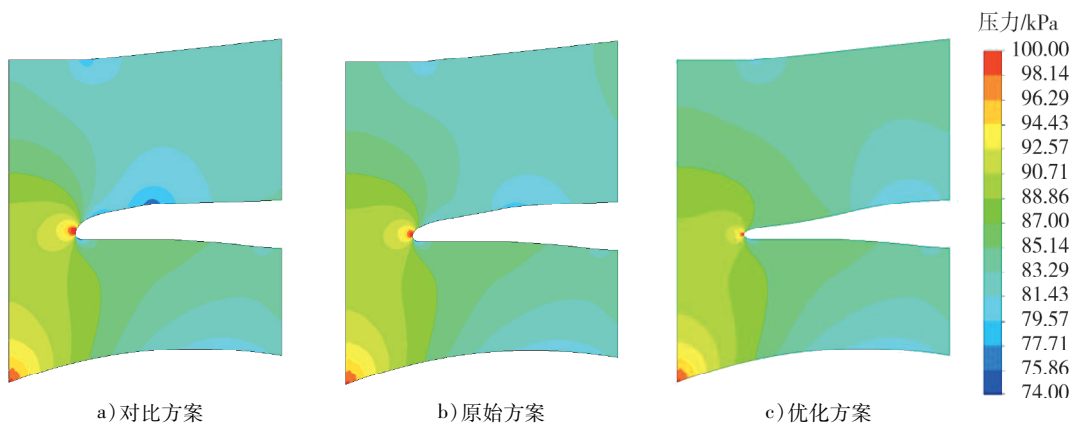


图 13 非设计工况下各曲线方案静压分布图

为了进一步对比各方案的静压分布,仿真分析设计工况和非设计工况下的静压沿程分布,结果如图 14 所示,图中横坐标为整个分流环曲线经过归一化处理后的轴向距离沿程分布,以分流环最左侧端点为分界点,0~0.5 段代表下壁面曲线,0.5~1.0 段代表上壁面曲线。由图 14 可知:优化方案在下壁面喉道处的最低静压有一定程度的提高,说明该处的逆压梯度变小,气流更不容易发生分流,同时外涵道的壁面静压分布更加均匀,使得近壁面处的流动损失也得到了有效抑制。

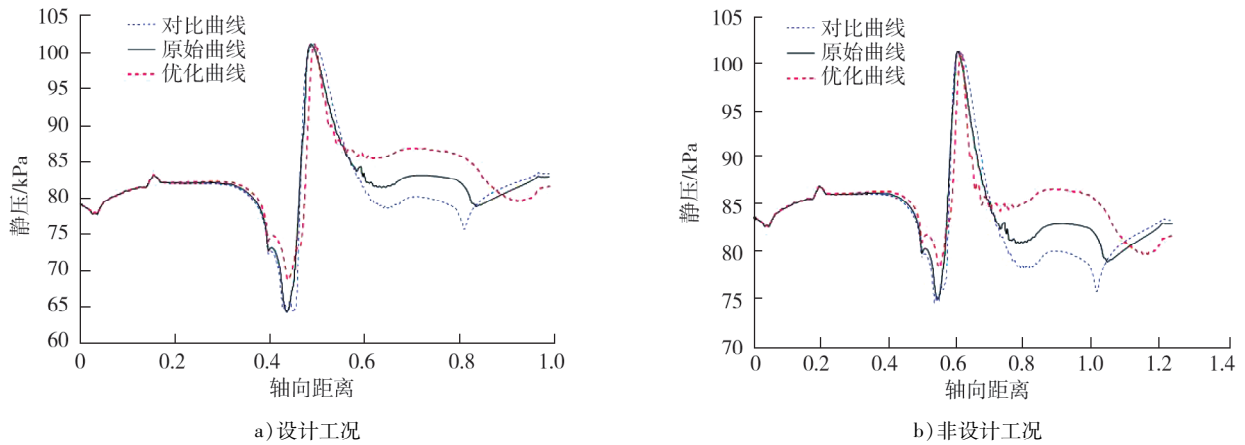


图 14 各曲线方案静压沿程分布图

3种曲线方案在设计工况和非设计工况下的气流轴向速度分布如图15、16所示。由图15、16可知：优化后，由于分流环上壁面有了一定程度的下凹，使得气流在流经分流环前缘时，减速过程变长，快速停滞的低速区面积减小，但后续又通过缓冲区的延长得到了弥补；加速区整体向后移动，由于流道变宽，缓冲区对气流的挤压作用变小，使得气流通过缓冲区时速度分布更加均匀，能够平稳恢复至主流速度，加速过程中的流动损失减小。

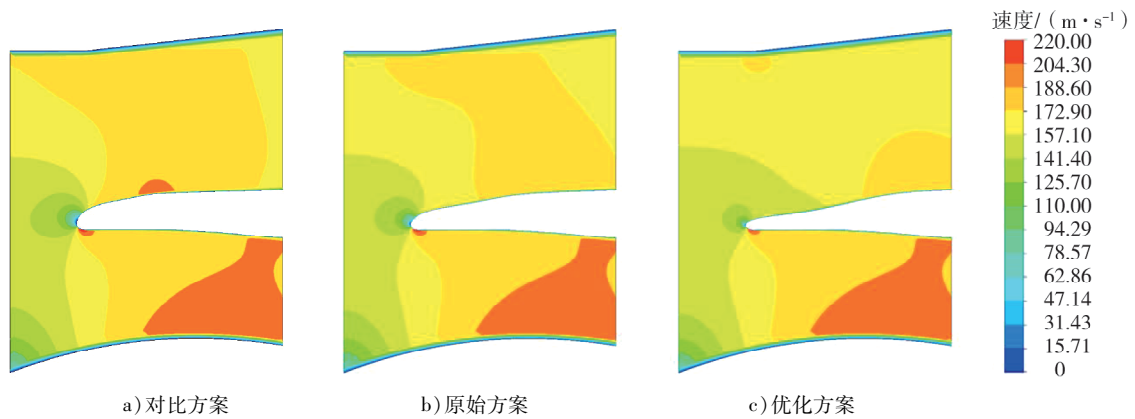


图 15 设计工况下各曲线方案气流轴向速度分布图

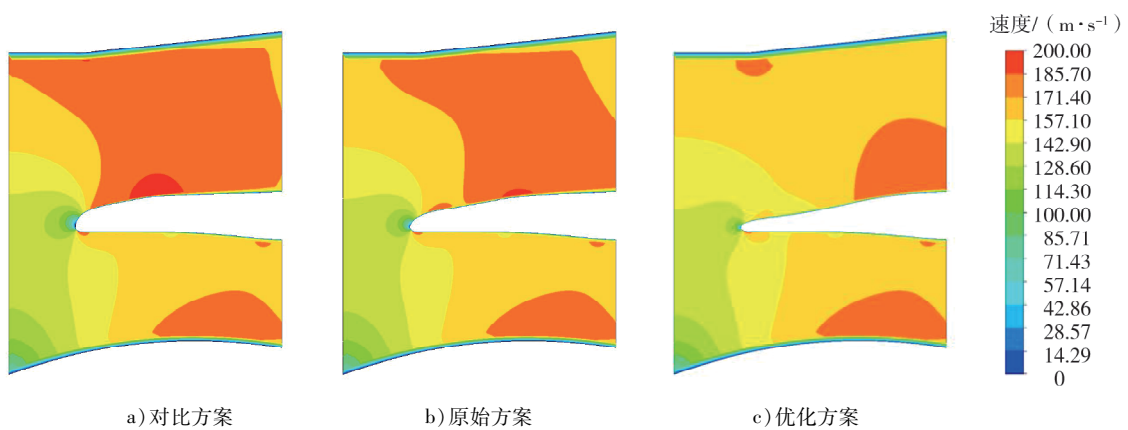


图 16 非设计工况下各曲线方案气流轴向速度分布图

3种曲线方案在设计工况和非设计工况下的气流径向速度分布如图17、18所示。由图17、18可知：随着曲线的优化，无论是上壁面的正向高速区还是下壁面的负向高速区面积都不断减小，分流环前缘附近由于径向掺混造成的流动损失得到了有效抑制。

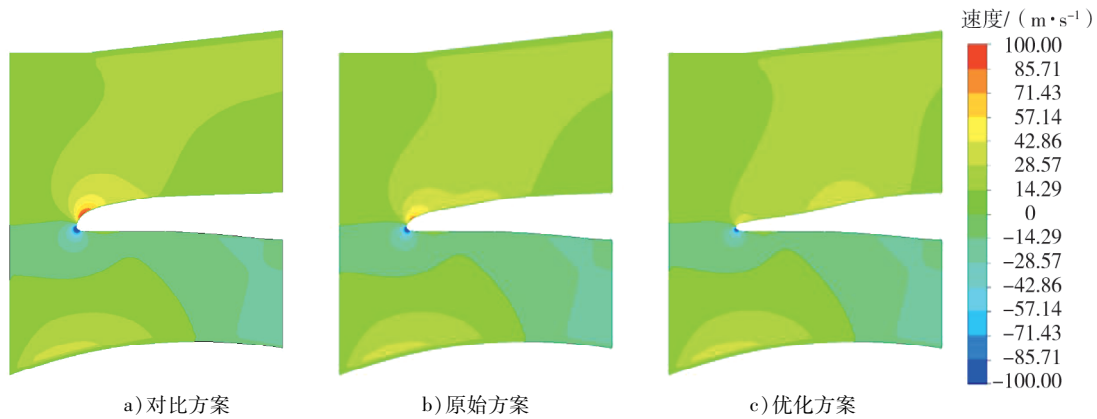


图17 设计工况各曲线方案气流径向速度分布图

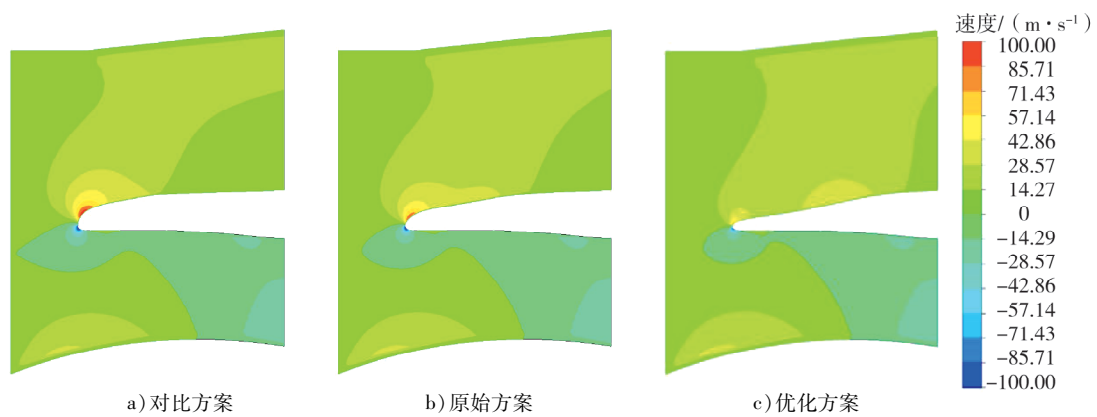


图18 非设计工况各曲线方案气流径向速度分布图

4 结论

针对缩比风扇-增压级试验件分流环部分,基于贝塞尔曲线参数化方法搭建多工况仿真优化平台,以分流环部分的连接加工和几何特性为约束,以多个工况下的总压恢复系数的时间权重赋值作为多工况优化目标函数,进行压气机内外涵道分流环多工况优化,得到以下结论。

1) 控制分流环上壁面厚度的3个设计变量对优化结果起主要作用,随着优化过程的进行,上侧曲线逐渐呈现出下凹的扁平化趋势;相比原始曲线,优化曲线的总压恢复系数增大约0.015%。

2) 优化曲线的前缘和后端曲率增大,分流环攻角减小,这些变化均有利于抑制气流分离、减小流动损失。

3) 减小分流环上壁面厚度的优化方案能够有效改善流场结构,气流通过分流环前缘时的逆压梯度减小,通过内外涵流道时均匀加速,同时减小了径向掺混的影响,抑制边界层的分离,进一步提高整机的气动效率。

参考文献:

- [1] 钟世林,康玉东,李茜. 宽域涡轮发动机技术发展[J]. 航空动力,2023(4):19-23.
- [2] 张阳,韩忠华,张科施,等. 高超声速飞行器宽速域气动布局设计与优化研究进展[J]. 空天技术,2024(2):1-14.
- [3] 程荣辉,张军,王东,等. 基于航空发动机产品需求的压气机技术研究[J]. 航空发动机,2024,50(2):1-10.
- [4] SHAW M, MURDOCH R W. Computer modeling of fan-exit-splitter spacing effects on F100 response to distortion[R/OL]. [2025-10-25]. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19820015372/downloads/19820015372.pdf>.
- [5] HADERLIE J, CROSSLEY W. Multiobjective optimization of a supersonic-inlet bypass-duct splitter via surrogate modeling [C]//Proceedings of 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference. Fort Worth, USA: AIAA, 2010: 1-10.
- [6] 刘波,王强,王掩刚,等. 分流环端部流场求解方法研究[J]. 机械科学与技术,2001(2):215-217.

- [7] 刘波,王强.不同分流比下风扇/压气机组合体性能预估研究[J].西北工业大学学报,2001(3):349-352.
- [8] 刘波,李民,郑舒桐.总流量及分流比对某型风扇/压气机性能的影响研究[J].科学技术与工程,2014,14(12):292-297.
- [9] 郑舒桐.风扇/压气机内外涵分流比特性及分流环效应研究[D].西安:西北工业大学,2007.
- [10] 赵永辉,张宏武,聂超群,等.航空发动机内外涵道三维粘性流场的数值模拟[J].工程热物理学报,2005(5):758-760.
- [11] 赵永辉.涡扇发动机风扇及内外涵道匹配的数值分析[D].北京:中国科学院研究生院(工程热物理研究所),2005.
- [12] 邓小明.风扇/压气机分流环设计优化研究[D].西安:西北工业大学,2015.
- [13] 邓小明,高丽敏,冯旭栋,等.压气机中介机匣三点 NURBS 曲线参数化方法[J].工程热物理学报,2014,35(7):1330-1333.
- [14] 李翔,吴正洪,林磊,等.涡扇发动机外涵流道一体化精细设计[J].科学技术与工程,2020,20(32):13477-13481.
- [15] 黄旭.超紧凑双涵道中介机匣设计方法研究[D].南京:南京航空航天大学,2021.
- [16] 马灵茜.自适应循环发动机分流段分流旁路的设计方法[D].南京:南京航空航天大学,2021.
- [17] 郑章,杨小贺,叶俊,等.内涵工况对风扇增压级双涵匹配的影响[J].航空学报,2022,43(7):184-199.
- [18] 郑章,杨小贺,叶俊,等.变外涵工况下风扇增压级双涵匹配机理[J].航空动力学报,2022,37(9):1946-1956.
- [19] 张朝勃,苗慧慧,刘金鑫,等.双变循环发动机变几何分流环的设计及气动特性研究[J].推进技术,2025,46(5):38-48.
- [20] INBER L. Adaptive simulated annealing (ASA): lessons learned[J]. Control and Cybernetics, 1996, 25(1):33-54.
- [21] 唐兰,王军,韩文俊,等.基于 ISIGHT 软件的地面台架试车条件下涡扇发动机部件特性辨识方法[J].航空发动机,2020,46(5):28-33.

Multiple operating conditions optimization design of the inner and outer bypass splitter ring for an aero-engine

CHEN Deming, MA Haiteng, WU Yadong*

School of Mechanical Engineering, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China

Abstract: To enhance the adaptability of the inner and outer bypass splitter ring of aero-engines under multi-condition operating scenarios, a pneumatic optimization design study is conducted on the inner splitter ring model of a scaled dual-bypass fan-compressor stage test piece based on the Isight optimization design platform. The Bezier curve parameterization method is adopted to perform pneumatic calculations on the splitter ring model under set multi-condition operating conditions. Sample points are generated via Latin hypercube sampling, followed by design of experiment (DoE) analysis to screen key variables. The adaptive simulated annealing algorithm is then used for automatic optimization of these key variables, yielding an optimized splitter ring model with the minimum comprehensive flow loss. The static pressure and airflow velocity distributions in the inner and outer bypass ducts of three splitter ring profiles are analyzed under design conditions. Simulation results indicate that three design variables controlling the upper wall thickness of the splitter ring play a dominant role in the optimization outcomes. The optimized curve exhibits a concave and flattened trend, with increased curvatures at the leading and trailing edges, a reduced angle of attack of the splitter ring, which effectively suppresses flow separation and reduces flow loss. Through Bezier curve parameterization and multi-condition optimization design, the pneumatic performance of the splitter ring can be significantly improved, along with its adaptability under multi-condition operating conditions.

Keywords: splitter ring; Bezier curve; multiple operating conditions; DoE; aerodynamic optimization

(责任编辑:刘丽君)